DOI: 10.22067/jacsm.2022.74008.1074 *https://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir/?lang=en*

Investigating the Impacts of Blowing Jet on the Dynamic Stall of NACA0012*

Saman Kasmaiee[1], Mehran Tadjfar[2]
Siroos Kasmaiee[3]

1. Introduction

Dynamic stall is a phenomenon often seen in helicopters and balloons. When flying forward, some areas of the helicopter blade may cause the flow to return to the blade motion path, resulting in a rapid change in the angle of attack. This phenomenon and related issues have always been of interest to researchers. Flow control has always been of interest to researchers and craftsmen, including small changes in configuration that lead to an engineering advantage such as increased lift force, reduced drag force, increased mixing, or reduced noise.

In the present work, the effects of operating parameters of a blowing jet on dynamic stall flow are investigated numerically. It was tried to consider all the parameters in this type of jet, so four parameters of jet location, jet orifice length, jet blowing angle, and jet velocity were selected and the effects of these parameters in controlling the flow of the torsional airfoil were studied. In other studies, the simultaneous effects of one or two parameters have been investigated and in no study has explored the effect of angle on the blowing jet during dynamic stall. In the present work, the effect of this parameter along with other parameters was investigated. The average lift and drag coefficient and aerodynamic performance in a period of airfoil rotation are considered to compare the jets with each other and their effects on the control of the separated flow.

2. Modeling and validation

2.1. Computational domain and boundary conditions

The computational domain is divided into rotating and non-rotating parts. The total computational domain is a circle with a radius of 20 times the length of the chord. The mesh is visible near the leading and trailing edge in Figure 1. In the sample without jet, the wall without slip and the inlet velocity were considered as boundary conditions, and in the sample with the jet, the part of the jet orifice is separated from other parts of the airfoil and the velocity inlet condition is applied to it.

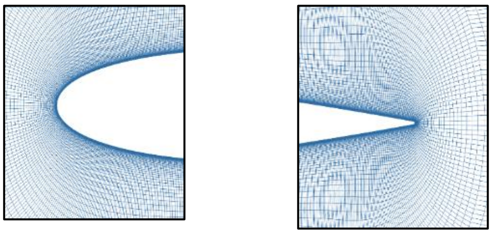
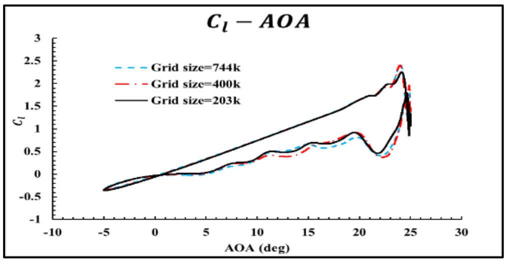


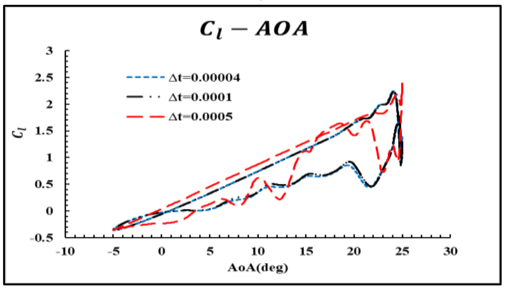
Figure 1. Accumulation of cells near the leading and trailing edge

2.2. Mesh and time step independence

In order to investigate the adequacy of the final mesh and the independence of aerodynamic coefficients from the mesh, the study of mesh independence was performed and also the independence of the results from the time step was examined. Figure 2 shows the results.



(a)



(b)

Figur 2. a) Mesh independence, and b) Time step independence

2.3. Validation

The simulation results were compared with the experimental results of Lee et al. and the numerical results of Wong et al.. The result of this comparison can be seen in the lift coefficient curve in Figure 3. Numerical simulation in the upward movement of the upstroke to 24 degrees is in good agreement with the experimental results but has predicted the stall earlier, and also in the downstroke movement, the general trend is maintained, but we have fluctuations in these parts.

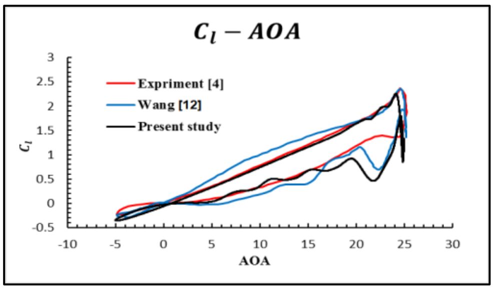


Figure 3. Simulation validation

3. Results and discussion

The effect of the position and angle of the jet is investigated by assuming a constant jet orifice length and

*Manuscript received: December, 04, 2021; Revised, April, 4, 2022, Accepted, April, 19, 2022.
[1] Corresponding author. PhD, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.
Email: saman.kasmaiee@aut.ac.ir.
[2]. Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.
[3]. PhD, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

momentum coefficient. For this purpose, the jet momentum coefficient was considered 0.14. For the opening size, two values of 0.005 and 0.01 chord length were selected. Under these conditions, the jet was put in places 1, 4, 6, 10 and 20% of the chord length with blowing angles of 30, 60 and 90 degrees. The results of this study on aerodynamic performance can be seen in Figure 4.

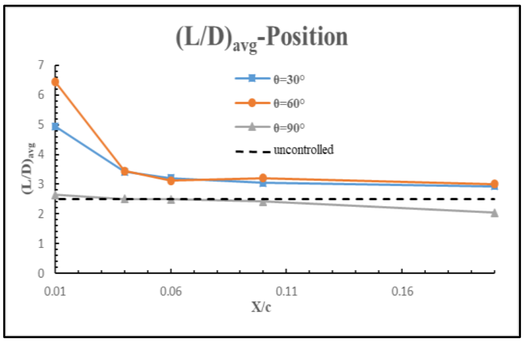


Figure 4. The effect of blowing jet location and angle on the average aerodynamic performance with a momentum coefficient of 0.14 and an orifice length of 0.005

According to Figure 4, increasing the angle to a certain degree increases this quantity, and as can be seen, the best angle between the three angles to improve this parameter is 60 degrees. Another important point is that in this quantity, in all three angles, the optimal location is the same and is 0.01 the length of the chord.

Figure 5 examines the effect of jet momentum coefficient on mean aerodynamic performance. In general, in all cases, with increasing jet momentum coefficient, we see an increasing in this parameter. The closer this place is to 0.01 chord length, the more obvious the parameter increase. The highest average aerodynamic performance coefficient is related to the jet momentum coefficient of 0.14 and the location is 1% of the chord length and jet angle is 60 °.

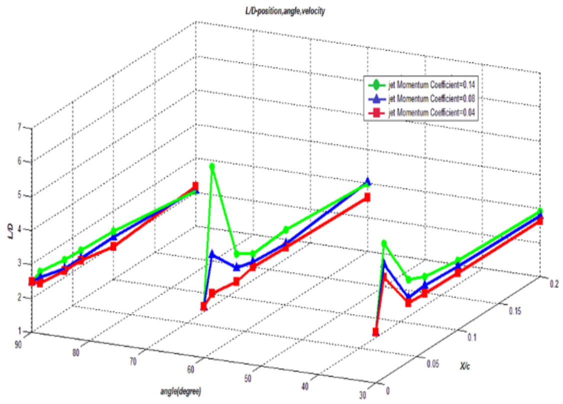


Figure 5. The effect of blowing jet momentum coefficient on the average aerodynamic performance

4. Conclusion

In the present work, the effects of blowing jet performance parameters on the control of dynamic stall flow were investigated numerically. The results showed that the blowing jet had a better effect of 1% of the chord length than in other places. Three spray angles of 30, 60 and 90 degrees were considered to investigate the effect of the jet angle. Studies have shown that a 60-degree angle is better at controlling flow than the other two angles.

DOI: 10.22067/jacsm.2022.74008.1074　　　https://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir/

مطالعهٔ اثرگذاری کنترل‌کنندهٔ دمشی بر روی جریان واماندهٔ دینامیکی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲*

مقالهٔ پژوهشی

سامان کسمائی[1]　　مهران تاج‌فر[2]　　سیروس کسمائی[3]

چکیده در این مطالعه به بررسی تأثیر پارامترهای جت دمشی که شامل مکان، زاویه، ضریب ممنتوم و مساحت دهانه می‌باشد، در میانگین ضرایب و پارامتر عملکرد آیرودینامیکی بالوارهٔ متقارن ناکا۰۰۱۲ پرداخته شده‌است. بالواره دارای حرکت نوسانی سینوسی حول یک چهارم وتر می‌باشد. در اثر این حرکت زاویهٔ حملهٔ بالواره از ۵- تا ۲۵ درجه تغییر می‌کند. پنج مکان ۱، ٤، ٦، ۱۰ و ۲۰ درصد طول وتر مورد بررسی قرار گرفتند و نتایج نشان دادند که قرارگیری جت در مکان ۱ در صد طول وتر نسبت‌به سایر مکان‌ها مناسب‌تر است و باعث بهبود قابل‌توجهی در عملکرد و تأثیر بیشتر جت در کنترل جریان می شود . سه زاویهٔ ۳۰،٦۰ و ۹۰ درجه به‌عنوان زوایای جت خروجی در نظر گرفته شدند و مشاهده شد که زاویهٔ ٦۰ درجه نسبت‌به دو زاویهٔ دیگر در کنترل جریان بهتر عمل می‌کند و این زاویهٔ مؤثر در اثر افزایش اندازهٔ دهانهٔ خروجی، کاهش می‌یابد. نتایج نشان دادند که یک روند صعودی یا نزولی منظم برای تأثیر زاویه وجود ندارد. برای ضریب ممنتوم جت که در واقع هدف از آن بررسی تأثیر سرعت جت دمشی بود، مقادیر ۰/۰٤، ۰/۰۸ و ۰/۱٤ در یک اندازهٔ دهانه ثابت در نظر گرفته شد. نتایج حاکی از آن بود که افزایش سرعت جت خروجی و هم‌چنین افزایش اندازهٔ دهانهٔ جت باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی می شود؛ اگرچه با افزایش اندازهٔ دهانه در ضریب ممنتوم ثابت، ضریب برای میانگین کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی واماندگی دینامیکی، کنترل‌کنندهٔ فعال، جت دمشی پیوسته، جریان ناپایا، عملکرد آیرودینامیکی.

مقدمه

واماندگی دینامیکی پدیده‌ای است که اغلب در بالگردها و بالزن‌ها دیده می‌شود. هنگام پرواز به‌سمت جلو بعضی از مناطق پرهٔ بالگرد ممکن است موجب برگشت جریان نسبت‌به مسیر حرکت پره و در نتیجه تغییر سریع در زاویهٔ حمله شوند. بال‌های ارتعاشی مانند بال حشرات که یکی از معروف‌ترین آن‌ها زنبور عسل است، ممکن است برای تولید برا به‌صورت کامل دچار واماندگی دینامیکی شوند. این پدیده و موضوعات مرتبط با آن همواره مورد توجه پژوهشگران بوده‌است. هام و گارلیک [1] نشان دادند در نرخ‌های پیچش متوسط و زیاد، بار آیرودینامیکی وارد بر بال دوبعدی دارای نوسان حول یک-چهارم وتر به شدت گردابه‌های جدا شده از نزدیکی لبهٔ حمله بستگی دارد. مک کروسکی و همکاران [2] متوجه شدند که ترکیدن حباب در لبهٔ حمله در واماندگی دینامیکی یک پدیدهٔ مربوط به یک نمونهٔ خاص نیست بلکه گردابه‌های جداشده برای حفظ حالت اولیهٔ خود تلاش می‌کنند. لوربر وکارتا [3] در تحقیقات تجربی خود نشان دادند که نرخ پیچش پلکانی به‌شدت به مشخصه‌های گردابه‌های لبهٔ حمله بستگی دارد و نتایج نوسان‌های سینوسی از لحاظ چگونگی شبیه نتایج حرکت پلکانی می‌باشد. لی و همکاران [4] مشخصه‌های لایهٔ مرزی ناپایا و پدیده‌های رخ‌داده در واماندگی بالوارهٔ دارای نوسان ناکا۰۰۱۲ را با‌استفاده از سنسور نوار داغ در رینولدز $۱/۳۵\times۱۰^{۵}$ مورد بررسی قرار دادند و نیروهای آیرودینامیکی و ممان پیچشی را با اندازه‌گیری سطوح فشار تعیین کردند. آن‌ها نقاط جدایش و چسبیدن دوبارهٔ جریان را در فرکانس‌ها و دامنه‌های مختلف ارتعاشی در هر دو حالت قبل و بعد از واماندگی مورد مطالعه قرار دادند. ویزبل وشانگ [5] به‌صورت عددی جریان آرام روی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ دارای پیچش با نرخ ثابت را بررسی کردند و ساختار جریان ناپایدار را توسط چهار عامل ۱) انتشار جدایش از لبهٔ فرار به‌سمت بالادست جریان، ۲) گردابه‌های خلاف عقربه‌های ساعت ریخته‌شده در دنبالهٔ جریان، ۳) شکل‌گیری گردابهٔ لبهٔ حمله و ٤) گردابهٔ لایهٔ برشی دسته‌بندی کردند. آن‌ها متوجه شدند که برهم‌کنش این گردابه‌های ریخته‌شده به‌شدت پیچیده می‌باشد و نتیجهٔ آن وقوع واماندگی دینامیکی را رقم می‌زند. تونر و همکاران [6] به‌صورت

* تاریخ دریافت مقاله ۱٤۰۰/۹/۱۳ و تاریخ پذیرش آن ۱٤۰۱/۱/۱۷ می‌باشد.
(۱) نویسندهٔ مسئول، دانشجوی دکتری، هوافضا، امیرکبیر، تهران، ایران.
(۲) دانشیار، هوافضا، امیرکبیر، تهران، ایران.
(۳) دانشجوی دکتری، هوافضا، امیرکبیر، تهران، ایران.
Email: saman.kasmaiee@aut.ac.ir

عددی جریان ناپایدار مغشوش پیرامون بالواره‌ها با دامنهٔ نوسانی زیاد را مورد مطالعه قرار دادند. آنها نشان دادند که گردابه‌های لبهٔ حملهٔ اثر غالبی در رفتار واماندگی دینامیکی دارند. نتیجهٔ مهم دیگر آنها این بود که با افزایش فرکانس کاهنده شکل‌گیری گردابه‌های لبهٔ حمله تا رسیدن به بیشترین زاویهٔ حمله به تأخیر می‌افتد. اکاتریناریس و پلاتزر [7] کاملاً به نقد و بررسی روش‌های عددی مورد استفاده برای شبیه‌سازی واماندگی دینامیکی پرداختند. آنها در این مطالعه به بعضی از جنبه‌های چالش‌انگیز شبیه‌سازی واماندگی دینامیکی مانند اثرات سه‌بعدی بودن و ناتوانی در پیش‌بینی چسبیدن جریان جداشده در حرکت به‌سمت پایین بالواره به‌علت عدم کفایت مدل‌های جاری اشاره کردند. شنگ و همکاران [8] یک مدل جدید بر پایهٔ مدل لیشمان–بدوئوز برای بالواره با واماندگی دینامیکی کم در ماخ زیر ۰/۳ ارائه دادند. مارتات و همکاران [9,10] به بررسی عددی دینامیک جریان واماندهٔ بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ پرداختند. آنها پاسخ‌های عددی خود را با نتایج تجربی مقایسه کردند. آنها هم شبیه‌سازی دوبعدی و هم سه‌بعدی انجام دادند و نشان دادند که مدل آشفتگی k-ω انتقال تنش برشی، دقیق‌ترین نتایج را در شبیه‌سازی دوبعدی دارد و پیش‌بینی خوبی از زاویهٔ واماندگی، ضریب برا و ضریب پسا در طول حرکت روبه‌بالا ارائه می‌دهد. در نمونهٔ سه‌بعدی از مدل ترکیبی شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و میانگین‌گیری رینولدز برای درک بهتر فیزیک جریان در حرکت روبه‌پایین استفاده کردند. آنها در نمونه‌های عملی توصیه می‌کنند که از شبیه‌سازی دوبعدی میانگین‌گیری رینولدز به‌دلیل توانایی آن در رسیدن به بخش‌های قابل توجهی از جریان استفاده شود. وانگ و همکارانش [11] شبیه‌سازی دوبعدی همین بالواره را در رینولدز ۱۰^۵ به‌وسیلهٔ دو مدل آشفتگی ناپایای میانگین رینولدز، k-ω استاندارد و k-ω SST انجام دادند و نتیجه گرفتند که دومی با نتایج تجربی با دقت قابل قبولی هم‌خوانی دارد. در کاری دیگر، آنها [12] به‌وسیلهٔ شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی به مطالعهٔ جریان دینامیکی وامانده روی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ در رینولدز۱۰^۵×۱/۳۵ پرداختند و چندین مدل آشفتگی ناپایای میانگین رینولدز شامل k-ω استاندارد وk-ω SST را با شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ با هم مقایسه کردند. آنها گزارش کردند که k-ω SST داده‌های تجربی را با دقت قابل قبولی برای اکثر زوایا در حرکت روبه‌بالا پیش‌بینی می‌کند و پیش‌بینی کیفی مناسبی از برا در جریان پیچیدهٔ جداشده در حرکت روبه‌پایین دارد ولی برخلاف آن در نقطهٔ واماندگی اتلاف برا را بیش از حد پیش‌بینی می‌کند. غریلی و جانسون [13] بااستفاده از مدل ناپایای میانگین رینولدز به مطالعهٔ واماندگی دینامیکی روی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ در رینولدز۱۰^۵×۱/۳۵ با مدل آشفتگی k-ω SST پرداختند اما به‌دلیل عدد رینولدزشان مجبور شدند که در مدل آشفتگی از تصحیح رینولدز کم استفاده کنند. چپین و بنارد [14] به بررسی جریان وامانده روی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ در رینولدز ۱۰^٦ با مدل آشفتگی اسپارات– آلماراس که مجهز به جت دمندهٔ فعال جریان متقاطع بود پرداختند .آنها نشان دادند که وقتی جت فعال می‌شود ضریب برا به مقدار قابل توجهی افزایش می‌یابد. یو و برمبوی [15] جریان واماندهٔ دینامیکی بالوارهٔ اس‌اس‌سی‌آ۰۹ را در رینولدز بالا ۱۰^٦×۲ بااستفاده از مدل شبیه‌سازی گردابی بزرگ مورد بررسی قرار دادند. آنها مجبور به استفاده از ٢٤ میلیون سلول در شبکهٔ خود برای شبیه‌سازی شدند و یک ترکیب جدید را برای رویهٔ جداسازی و رویهٔ زمانی برای رسیدن به پایداری عددی در رینولدز بالا استفاده کردند؛ با این‌حال آنها هیچ نتیجهٔ کمی را از بارهای آیرودینامیکی ارائه ندادند و فقط ویژگی‌های جزئی جریان را نشان دادند. رستی و همکاران [16] بااستفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم به مطالعهٔ جریان در اطراف یک بالوارهٔ ناکا۰۰۲۰ در رینولدز۱۰^٤×۲ که دست‌خوش حرکت پلکانی روبه‌بالا است، پرداختند. آنها از شبکه‌ای که شامل ۱۷۰ میلیون گره است استفاده کردند. آنها هیچ اطلاعاتی درمورد هزینه‌های محاسباتی خود ارائه ندادند، ولی ذکر کردند که باید از ده شرط مختلف اولیه استفاده کنند. بالدوزی و همکاران [17] با معادلات ناویر– استوکس ناپایای میانگین‌گیری‌شدهٔ رینولدز با مدل آشفتگی k-ω SST به بررسی سه‌بعدی جریان ناپایای آیرودینامیکی یک تیغهٔ روتور با مقطع عرضی بالوارهٔ ناکا۰۰۱۸ پرداختند. آنها از یک شبکهٔ ٦٤ میلیون المانی استفاده کردند و با ١٦ هزار هستهٔ پردازشی از یک خوشه به‌مدت ۲۸ روز توانستند شبیه‌سازی را انجام دهند. اسپالارت و ونکاتاکریشا [18] اعلام کردند که نمی توانند پیش از سال ۲۰٤٥ بااستفاده از محاسبات شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ پیش‌بینی جریان بر روی یک بال بوئینگ را انجام دهند. آنها سپس بیان کردند که پیشرفت مدل‌های میانگین‌گیری- شدهٔ رینولدز در آینده از الویت بالایی برخوردار خواهد بود. شبیه‌سازی‌های عددی واماندگی دینامیکی با دقت بسیار بالا حتی در اعداد رینولدز کم از لحاظ محاسباتی بسیار گران هستند و چالش‌های خاص خود را دارد. عسگری و تاجفر [19] با مطالعهٔ شبیه‌ساز گردابه‌ای بزرگ یک سطح شیب‌دار و بررسی چهار روش مختلف برای فراهم کردن شرایط جریان ورودی به این

نتیجه رسیدند که اندازه و محل حباب جدایش به‌شدت تحت تأثیر شرایط ورودی قرار می‌گیرد.

کنترل جریان همواره مورد توجه پژوهشگران و صنعتگران بوده است که شامل تغییر کوچک در پیکربندی است که منجر به یک مزیت مهندسی مانند افزایش نیروی برا، کاهش نیروی پسا، افزایش اختلاط و یا کاهش نویز می‌شود. روش‌های کنترل جریان به دو دسته تقسیم می‌شود: ۱) غیرفعال که نیازی به صرف انرژی و حلقهٔ کنترلی ندارند و ۲) روش‌هایی که با مصرف انرژی همراه هستند. تکنیک‌های غیرفعال شامل شکل دادن به هندسه، استفاده از ژنراتورهای گرداب و قرار دادن شیارهای طولی در سطح هواپیما می‌باشد. نمونه‌هایی از روش‌های کنترل جریان فعال عبارتند از مکش یا دمش ثابت، مکش یا دمش ناگهانی و استفاده از جت‌های مصنوعی. کراجنویک [20] برای تأخیر جدایش استوانهٔ کوچکی را بر روی بدنه نصب کرد. خلیقی و همکاران [21] با هر دو مکانیزم کنترل جریان فعال و غیرفعال توانستند نیروی پسا را کاهش دهند. آن‌ها از دو شکل غیرفعال به‌عنوان دستگاه‌های افزودنی متصل به پشت یک وسیلهٔ نقلیهٔ ساده‌شده و از یک جت پایای دمشی به‌عنوان مکانیزم کنترل جریان فعال استفاده کردند. آن‌ها متوجه شدند که مکانیزم فعال در کاهش پسا و بازیابی فشار خیلی مؤثرتر می‌باشد. ساسون و گرین بلات [22] توربین باد عمود محوری را که کنترل جریان در آن توسط دمش جت در لبهٔ حمله بود، مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نشان دادند با افزایش سرعت جت دمشی برا افزایش و پسا کاهش می‌یابد. در زمینهٔ واماندگی دینامیکی مولر و همکاران [23] در مطالعهٔ تجربی خود از جت پایای دمشی برای کنترل جریان برروی بالوارهٔ ضخیم و متقارنی که دچار واماندگی دینامیکی عمیق شده-است استفاده کردند. آن‌ها دو مکان را به‌عنوان محل شکاف در نظر گرفتند و نشان دادند که دمش پایا در ۵٪ وتر در جلوگیری از جدایش لبهٔ حمله در زاویه‌های حملهٔ بیشتر از زاویهٔ حملهٔ واماندگی بسیار مؤثرتر می‌باشد درحالی که ۵۰٪ وتر فقط در زاویه‌های حملهٔ کمتر از زاویهٔ واماندگی مؤثر است. آن‌ها هم‌چنین نسبت سرعت جت را مورد بررسی قرار دادند و متوجه شدند که وقتی سرعت جت کمتر از مقدار لبهٔ لایهٔ مرزی باشد دمش از شکاف لبهٔ حمله، جدایش را تسریع می‌کند. در مطالعات جدیدتر، آن‌ها [24] از مکانیزم دمش قابل تطبیق برای جلوگیری کامل از واماندگی دینامیکی استفاده کردند.

سیفرت و همکاران [25] به‌صورت تجربی مکانیزم‌های کنترل جریان فعال را در گسترهٔ وسیعی از رینولدز و ماخ در جریان‌های جداشده مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها نتایج کارشان را برای جریان‌های با رینولدز بین 3×10^{4} تا 4×10^{7}، با در نظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری، گزارش کرده‌اند. گادارد و همکاران [26-28] با استفاده از لولهٔ پیتوت تنش برشی غشای داغ، تأثیر مکانیزم‌های فعال و غیرفعال را برای هر دو حالت گردابه‌های ساعتگرد و پادساعتگرد به‌منظور کنترل جدایش لایهٔ مرزی در برآمدگی‌های دوبعدی در تونل باد مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از مولدهای گردابه، ساخت سوراخ و جت‌های مدور برای کنترل جدایش لایهٔ مرزی در دست‌انداز استفاده کردند. آن‌ها از ضریب شکل لایهٔ مرزی (نسبت ضخامت جابه‌جایی به ضخامت ممنتوم) به‌عنوان یک مقیاس اندازه‌گیری تغییر در پروفیل سرعت برای مقاومت در برابر جدایش استفاده کردند. بورگمن و همکاران [29] از سرعت‌سنج ذره‌ای برای مطالعهٔ حباب‌های جدایش گذرا که در سطح مکش بالوارهٔ اس‌دی ۷۰۰۳ در رینولدز 2×10^{4} استفاده کردند. آن‌ها به تشکیل گردابه‌ها با ساختار شبه‌تناوبی وحلزونی تحول‌یافته از فرایند چرخش گردابه اشاره کردند. چن و همکاران [30] به‌صورت آزمایشگاهی اثر دمش پیوسته از یک شکاف در کنترل جدایش جریان در یک بالوارهٔ بیضوی ضخیم با بیشینهٔ نسبت ضخامت به وتر ۳۰ درصد مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها تأثیر پارامترها مانند عرض شکاف، مکان آن و جهت آن و جرم و تکانهٔ جت دمشی را مورد ارزیابی قرار دادند. آن‌ها در ادامهٔ کار قبلی خود [31] اثرات مکش پیوسته را بر روی بالوارهٔ ضخیم مورد بررسی قرار دادند و با مطالعات قبلی در مورد دمش مقایسه کردند. آن‌ها گزارش کردند که انتخاب مکان مکش خیلی مهم است. وانگ و گرسول [32] اثر مکان و حجم نرخ جریان مکش برای کنترل جریان برروی یک صفحهٔ مسطح در رینولدز ۶۷۰۰۰ را مورد بررسی قرار دادند و نشان دادند که بهترین تأثیر در برا با به‌کارگیری مکش در نقطهٔ یک–چهارم وتر است و با نزدیک شدن مکش به لبهٔ حملهٔ حباب‌های جدایش کوچک‌تر می‌شوند و تأثیر کمی بر روی برا دارد. کاتالان و تاگناسینی [33] از ناویر–استوکس ناپایای میانگین‌گیری‌شدهٔ رینولدز و شبیه‌ساز گردابه‌ای بزرگ استفاده کردند و گزارش کردند که k-ω SST-LR نزدیک‌ترین نتایج را به شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و داده‌های تجربی دارد. زینعلی و تاج‌فر [34] از یک جت مصنوعی برای کنترل جدایش در پره‌های چرخان توربین باد سه‌بعدی استفاده کردند. آن‌ها ناحیهٔ جدایش پره‌ها را کاهش و توان خروجی توربین باد را افزایش دادند. تاج‌فر وعسگری [35] از جت دمشی پیوسته مماس بر جریان لایه مرزی (TBL) برای کنترل جدایش در بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ دارای پیچش استفاده کردند. آن‌ها تأثیر مکان شکاف و سرعت جت را در پژوهش خود بررسی کردند. منیر و

همکاران [36] جدایش جریان روی بالوارهٔ ناکا۲۳۰۱۲ را بااستفاده از جت مصنوعی با شار جرمی خالص صفر کنترل کردند. جت مصنوعی با شار جرمی خالص صفر به سیستم جریان، تکانهٔ خطی بدون تزریق جرم در عرض مرزها منتقل می‌کند. آن‌ها نشان دادند که جت‌های مماسی (TBL) نسبت‌به جت‌های دارای زاویه با لایهٔ مرزی (CBL) برای کنترل جریان حول بالوارهٔ استاتیک (بدون نوسان پیچشی) مؤثرتر می‌باشند. کونال پوری و همکاران [37] به بررسی صحت و درستی نتایج عددی حاصل از شبیه‌سازی کنترل فعال جریان با دمش پایدار هوا در بالوارهٔ ناکا۰۰۱۸ در رینولدز کم پرداختند. آن‌ها از شبیه‌ساز گردابه‌ای بزرگ در دوبعد و سه‌بعد استفاده کردند و نتایج را با داده‌های تجربی و نتایج حاصل از میانگین رینولدز مقایسه کردند. آن‌ها نشان دادند که حضور یک شکاف در لبهٔ حمله تأثیر قابل توجهی در ضرایب آیرودینامیکی دارد. تاج‌فر و عسگری [38] در ادامهٔ کار قبلی جت های مصنوعی مماس بر لایهٔ مرزی را برای کنترل جدایش بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ دارای پیچش به‌کار بردند و تأثیر حالت‌های مختلف بین نوسان بالواره و فرکانس جت را مورد بررسی قرار دادند. پراکاش و همکاران [39] کنترل فعال جریان استاتیک را در بالوارهٔ ناکا۲۴۱۲ به‌وسیلهٔ مکش و دمش پایا بررسی کردند. آن‌ها به مطالعهٔ پارامترهای تأثیرگذار در شکاف که شامل محل شکاف، نسبت سرعت جت به سرعت مرجع و عرض شکاف و زاویهٔ پاشش یا مکش جریان در هر دو نمونهٔ مکش و دمش جت پرداختند و تأثیر این پارامترها را در ضرایب آیرودینامیکی و جدایش جریان بیان کردند. تودرباری و مغربی [40] به شبیه‌سازی عددی توربین بادی داریوس پرداختند. آن‌ها در شبیه‌سازی خود از مدل آشفتگی k-ω SST استفاده کردند. نتایج آن‌ها با نتایج تجربی مطابقت قابل قبولی داشته‌است. اخیراً کسمائی و همکاران [41] پارامترهای جت مکشی در واماندگی دینامیکی را مطالعه کردند و به این نتیجه رسیدند که بهترین زاویه برای مکش جریان ۹۰ درجه است و هر چه جت به این زاویه نزدیک‌تر می‌شود عملکرد جت برای کنترل جریان بهبود می‌یابد.

باتوجه به مطالعات صورت گرفته در زمینهٔ واماندگی دینامیکی کاری که به بررسی تأثیر تمامی پارامترهای کنترلی جت دمشی عبوری از لایهٔ مرزی (CBL) پرداخته باشد یافت نشد؛ لذا در کار حاضر به بررسی تأثیر پارامترهای عملکردی یک جت دمشی در جریان واماندهٔ دینامیکی به‌صورت عددی پرداخته شده‌است. سعی شد کلیهٔ پارامترهای موجود در این نوع جت در نظر گرفته شود لذا چهار پارامتر مکان جت، اندازهٔ دهانهٔ جت، زاویهٔ دمش جت و سرعت جت انتخاب گردید و تأثیر این پارامترها در کنترل جریان بالوارهٔ دارای حرکت پیچشی مورد مطالعه قرار گرفت. در سایر پژوهش‌ها به بررسی تأثیر هم‌زمان یک یا دو پارامتر پرداخته شده بود و در هیچ پژوهشی به تأثیر زاویه در جت دمشی در جریان واماندهٔ دینامیکی پرداخته نشده بود که در کار حاضر تأثیر این پارامتر نیز همراه با سایر پارامترها بررسی شده‌است. میانگین ضریب برا و پسا و هم‌چنین عملکرد آیرودینامیکی در یک دورهٔ تناوب بالواره به‌منظور مقایسهٔ جت‌ها با هم و تأثیر آن‌ها در کنترل جریان جدا شده در نظر گرفته شده‌است.

معادلات حاکم بر جریان سیال و روش حل مسئله

در این پژوهش از معادلات ناویر- استوکس ناپایای میانگین‌گیری‌شدهٔ رینولدز استفاده شده‌است. با توجه به شرایط مسئله، سیال تراکم‌ناپذیر و نیوتونی فرض شده‌است. شکل تانسوری معادلات حاکم (بقای جرم و بقای ممنتوم خطی) در معادلات (۱ و ۲) قابل مشاهده می‌باشند:

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\upsilon\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right)\right] + \frac{\partial}{\rho \partial x_j}\left(-\rho\overline{u_i' u_j'}\right) \qquad (۲)$$

که در آن i، j و k اندیس‌های تانسوری هستند و مقادیر ۱، ۲ و ۳ را می‌پذیرند. قسمت پایانی معادلهٔ (۲) تنش رینولدز نامیده می‌شود که به‌صورت معادلهٔ (۳) قابل تعریف می‌باشد:

$$\tau_{ij} = -\rho\overline{u_i' u_j'} \qquad (۳)$$

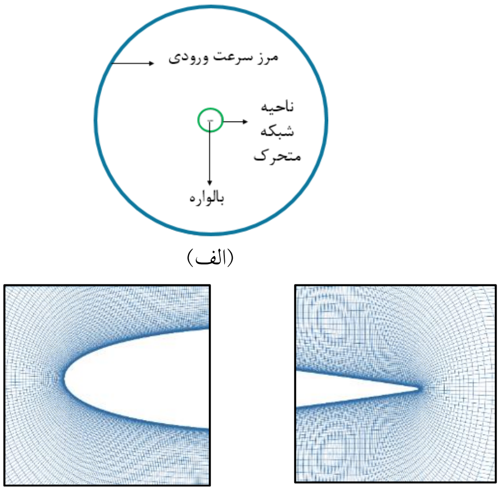
این ترم برحسب حاصل‌ضرب سرعت‌های نوسانی می‌باشد و لذا نیاز به مدل‌شدن دارد. روش‌های زیادی برای مدل کردن این عبارت توسط محققان ارائه شده‌است و انواع راه‌حل‌های صفر معادله‌ای (جبری)، یک معادله‌ای و چند معادله‌ای پیشنهاد شده‌است. پژوهشگران زیادی از مدل‌های دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ و $k-\omega$ استفاده می‌کنند. مدل آشفتگی $k-\omega\ SST$ مدل دو معادله‌ای حاصل ترکیب دو مدل ذکر شده می‌باشدکه توسط منتر ارائه شد

و در پیش‌بینی جدایش جریان در مسائل آیرودینامیکی با گرادیان فشار معکوس بسیار خوب عمل می‌کند.

در این پژوهش از روش حجم محدود برای گسسته‌سازی معادلات استفاده شده‌است. جریان به‌صورت ناپایا (گذرا) و دوبعدی شبیه‌سازی شده‌است. از الگوریتم فشار مبنا برای حل معادلات گسسته و از الگوریتم سیمپل برای جداسازی کوپلینگ سرعت–فشار استفاده شده‌است. در معادلات ناویر– استوکس ناپایای میانگین‌گیری‌شدهٔ رینولدز از مدل آشفتگی k-ω SST برای مدل‌کردن تنش رینولدز استفاده شده‌است. علت استفاده از این مدل، توانایی آن در پیش‌بینی دقیق جدایش جریان و چسبیدن آن در حرکت به‌سمت پایین و سازگاری در جریان‌های مشابه می‌باشد که در بخش مقدمه به آن‌ها اشاره شد. در این شبیه‌سازی، گسسته‌سازی فضایی با دقت مرتبه دو و با روش بالادست برای معادلات فشار، تکانه خطی و معادلات انتقال آشفتگی انجام شد. گسسته‌سازی زمانی نیز به‌صورت ضمنی و با دقت مرتبه دوم صورت گرفت.

از نرم‌افزار تجاری Pointwise برای ساخت شبکه استفاده شد و از نرم‌افزار تجاری Ansys Fluent 18 برای شبیه‌سازی و حل جریان کمک گرفته شد. از آن‌جایی که لازم بود شبکه همراه بالواره به‌صورت سینوسی حرکت کند و زاویهٔ دمش نیز باید همواره نسبت‌به سطح بالواره، ثابت می‌بود، دو مجموعه کد به‌صورت UDF Ansys Fluent به‌نرم افزار اضافه شد.

ناحیهٔ محاسباتی و شرایط مرزی. باتوجه به این‌که بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ در حال نوسان می‌باشد ناحیهٔ محاسباتی به دو بخش دوار و غیردوار تقسیم شده‌است. ناحیهٔ محاسباتی کلی دایره‌ای به شعاع ۲۰ برابر طول وتر است. علت انتخاب این فاصله، اطمینان از عدم تأثیرگذاری شرایط ورودی در مقادیر ضرایب آیرودینامیکی می‌باشد. چیین و برنارد [15] در مطالعهٔ خود بر روی همین بالواره با رینولدز بالاتر، فاصله از هر طرف بالواره را ۱۵ برابر طول وتر در نظر گرفتند و یا تاج‌فر و عسگری [35,38] در بررسی واماندگی دینامیکی همین بالواره در رینولدز $۱۰^{۶}$ از هر طرف ۲۱ برابر طول وتر فاصله گرفتند. شبکهٔ تولیدشده تماماً با المان‌های چهار گوش ساخته شده‌است. بخش‌های مختلف ناحیهٔ محاسباتی و شبکه در نزدیکی لبه‌حمله و فرار بالواره به‌ترتیب در شکل (۱) قابل مشاهده می‌باشند.



شکل ۱ الف) ناحیهٔ محاسباتی و قسمت متحرک شبکه،
ب) تجمع سلول‌ها در اطراف لبه‌حمله و فرار در نمونه بدون جت

رینولدز جریان $۱/۳۵\times ۱۰^{۵}$ می‌باشد لذا طول وتر بالواره برابر ۰/۱۵ متر و سرعت جریان آزاد ۱۳/۱٤٦ متر بر ثانیه در نظر گرفته شد. در نمونهٔ بدون جت، دیوار بدون لغزش و سرعت ورودی به‌عنوان شرایط مرزی در نظر گرفته شد و در نمونهٔ با جت قسمتی از بالواره که قرار است جت دمشی در آن‌جا قرار گیرد از سایر نقاط بالواره جدا و شرط سرعت ورودی به آن اعمال می‌شود. شرایط مرزی به‌کاررفته در شبیه‌سازی در جدول (۱) بیان شده‌است.

جدول ۱ شرایط مرزی به‌کار گرفته‌شده در مرزهای میدان

نوع مرز	شرط مرزی سرعت	شرط مرزی فشار
ورودی و خروجی میدان (مرز ناحیهٔ o شکل)	مقدار ثابت سرعت $(\vec{U}=[U_x,U_y])$	شرط گرادیان صفر $(\frac{\partial p}{\partial n}=0)$
دیواره بالواره	شرط عدم لغزش $(\vec{U}=[0,0])$	شرط گرادیان صفر $(\frac{\partial p}{\partial n}=0)$
جت دمشی	سرعت ثابت نرمال بر مرز $(\vec{U_j}=U_j.\vec{n})$	شرط گرادیان صفر $(\frac{\partial p}{\partial n}=0)$

از آن‌جایی که جریان آشفته شبیه‌سازی شده‌است لذا باید در مرزهای ورودی پارامترهای مربوط به جریان آشفته مشخص گردد که در جدول (۲) این پارامترها بیان شده‌است.

جدول ۲ پارامترهای آشفتگی در مرز ورودی

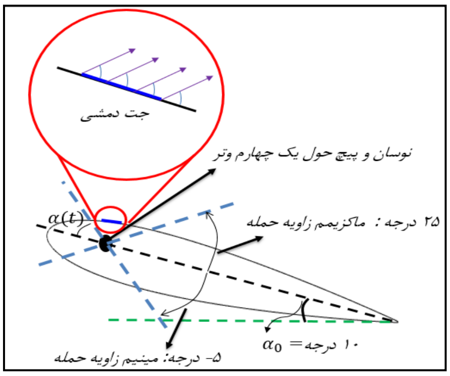
نوع پارامتر آشفتگی در مرز	مقدار
شدت آشفتگی (٪)	۵
نسبت لزجت آشفتگی	۱۰

در این پژوهش، بالواره به‌گونه‌ای نوسان می‌کند که دچار واماندگی دینامیکی عمیق می‌شود. حرکت آن به‌صورت سینوسی حول نقطهٔ یک چهارم طول وتر می‌باشد و باعث تغییر زاویهٔ حمله از ۵- تا ۲۵ درجه می‌شود. رابطهٔ (٤) معادلهٔ حرکت بالواره را نشان می‌دهد.

$$\alpha = \alpha_0 + A\sin(2\pi f t) \qquad (٤)$$

که α_0 زاویهٔ حملهٔ اولیه است که ۱۰ درجه درنظر گرفته شده‌است و لذا A باتوجه به بازهٔ تغییرات زاویهٔ حمله ۱۵ درجه می‌باشد. فرکانس کاهنده نیز $k=\frac{\pi fc}{U_\infty}$=۰/۱ انتخاب شد. تمامی پارامترهای مربوط به حرکت بالواره باتوجه به پژوهش لی و همکاران [4] انتخاب شده‌اند تا امکان مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی وجود داشته باشد. شماتیکی از حرکت بالواره در شکل (۲) قابل مشاهده است. در این شکل جت دمشی نیز مشخص شده‌است.

بررسی استقلال شبیه‌سازی. به‌منظور بررسی کفایت تعداد سلول‌های شبکهٔ محاسباتی نهایی و به حداقل رساندن آن‌ها، استقلال از شبکه مورد مطالعه قرار گرفت. از سه شبکهٔ ۲۰۳، ۴۰۰ و ۷٤٤ هزار برای بررسی استقلال از شبکه استفاده شده‌است. جزئیات شبکه‌های استفاده شده در جدول (۳) ارائه شده‌است.

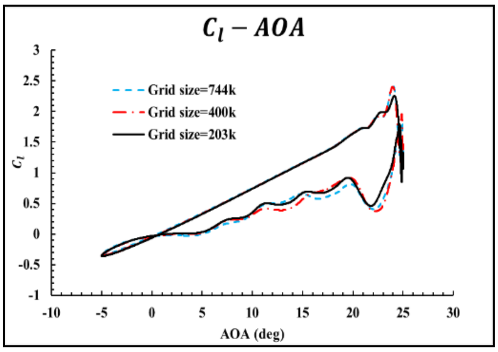


شکل ۲ شماتیکی از حرکت بالواره به‌همراه جت دمشی

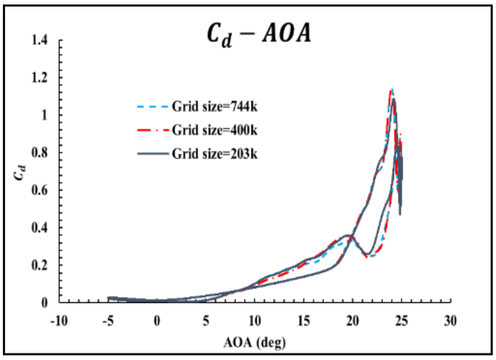
جدول ۳ مشخصات شبکه‌های استفاده‌شده در شبیه‌سازی

	تعداد کل المان‌ها	تعداد المان‌ها در ناحیهٔ متحرک شبکه	تعداد المان‌ها در ناحیهٔ ثابت شبکه
شبکهٔ ۱	۲۰۳۰۰۰	۱۵۲۰۰۰	۵۱۰۰۰
شبکهٔ ۲	٤۰۰۰۰۰	۳۰۰۰۰۰	۱۰۰۰۰۰
شبکهٔ ۳	۷٤٤۰۰۰	٤۰۵۰۰۰	۳۳۹۰۰۰

همان‌طور که مشاهده می‌شود سه شبکه دارای نتایج تقریباً یکسان است لذا می‌توان گفت که شبکهٔ دارای ۲۰۳۰۰۰ سلول از دقت کافی برای شبیه‌سازی برخوردار است و نتایج حاصل، مستقل از اندازه شبکه است. در این شبکه مقادیر Δy^+ در بیشتر مناطق سطح بالواره زیر ۱ می‌باشد و حداکثر مقدار آن ۳ می‌باشد. حداکثر مقدار Δx^+ نیز روی بالواره ٤۰ می‌باشد. چیپن و برنارد [15] از شبکه‌ای با ۳۰ هزار سلول، تاج‌فر و عسگری [35] از شبکه‌ای با ۱۰۰هزار سلول در شبیه‌سازی‌های خود استفاده کردند. تأثیر تعداد سلول‌های شبکه در ضرایب آیرودینامیکی در شکل (۳) ارائه شده‌است.



(الف)

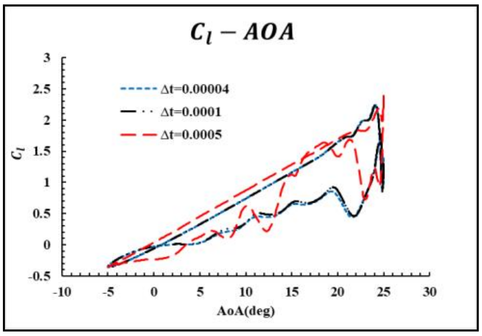


(ب)

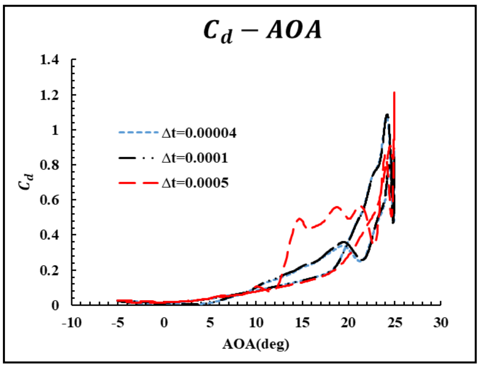
شکل ۳ نمودار تأثیر اندازهٔ شبکه با گام زمانی ۰/۰۰۰۰٤ در (الف)ضریب برا و (ب)ضریب پسا

بررسی استقلال شبکهٔ نهایی از گام زمانی به‌منظور اطمینان از این‌که گام زمانی به اندازهٔ کافی کوچک است و ضرایب آیرودینامیکی مستقل از اندازهٔ گام زمانی می‌باشند، صورت گرفت. مسئلهٔ مورد نظر شامل دو مقیاس زمانی مهم یکی زمان عبور کامل جریان آزاد از روی بالواره و دیگری زمان لازم برای تکمیل یک سیکل حرکت بالواره می‌باشد. پس از آزمایش‌های زیاد مشخص شد که انتخاب گام زمانی ۰/۰۰۰۱ برای شبیه‌سازی کفایت می‌کند. با این وجود شبیه‌سازی با گام زمانی ۰/۰۰۰۰٤ تکرار شد و تفاوتی در نتایج مشاهده نشد. نتیجهٔ این بررسی در ضرایب آیرودینامیکی در شکل (٤-الف و ب) ارائه شده‌است.

به‌منظور مشخص کردن زمان شبیه سازی نمودار ضریب برا برحسب زمان برر سی شد که در شکل (٥) ارائه شدها ست. باتوجه به شکل، در دورهٔ دوم و سوم نتایج مشابه هم شده‌است؛ لذا از داده‌های دوره دوم استفاده می شود و برای بقیهٔ نمونه‌ها تا دورهٔ دوم شبیه‌سازی انجام گرفته‌است.

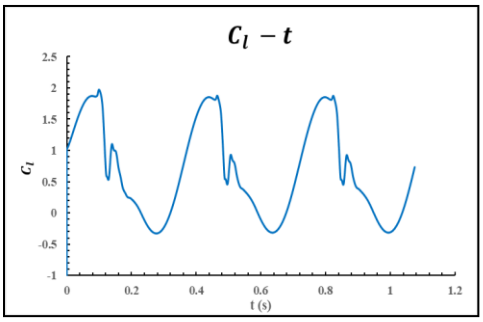


(الف)



(ب)

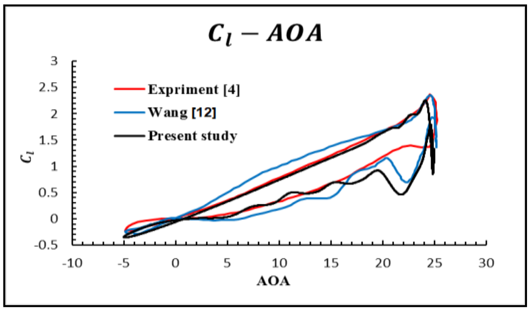
شکل ٤ نمودار تأثیر گام زمانی در شبکه با ۲۰۳ هزار سلول در (الف)ضریب برا و (ب)ضریب پسا



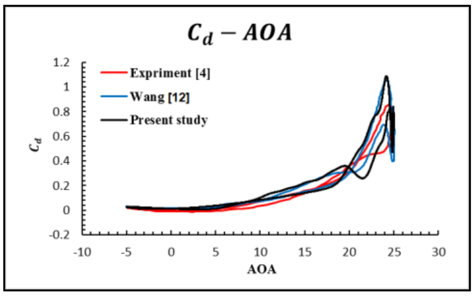
شکل ٥ نمودار ضریب برا برحسب زمان

اعتبارسنجی شبیه‌سازی. نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی لی و همکاران [4] و نتایج عددی ونگ و همکاران [12] مقایسه شد. نتیجهٔ این مقایسه در منحنی ضریب برا و ضریب پسا در شکل (٦) قابل مشاهده می‌باشد. در نمودار ضریب برا در حرکت به‌سمت بالا نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی تا رسیدن به زاویهٔ ٢٤ درجه و پیش‌بینی زودهنگام واماندگی دینامیکی انطباق مناسبی دارد؛ البته در نزدیکی واماندگی نوساناتی مشاهده می‌شود. در کار ونگ و همکاران همان‌طور که مشاهده می‌شود مقداری ضریب برا در حرکت روبه‌بالا بیشتر پیش‌بینی شده‌است و از این لحاظ شبیه‌سازی حاضر در حرکت روبه‌بالا به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در حرکت به‌سمت پایین روند کلی نتایج تجربی را حفظ کرده‌است ولی در آن شاهد نوساناتی هستیم که در داده‌های تجربی مشاهده نمی‌شود. در این نوع جریانات، جدایش گردابه واماندگی دینامیکی و ریخته‌شدن گردابه‌های پیچیده در جریان و پدیده‌هایی مانند انفجار حباب‌های جدایشی، گذار جریان، گردابه‌های ریخته‌شدهٔ متعدد به دنبالهٔ جریان و اتصال مجدد جریان در حرکت به‌سمت پایین، رخ می‌دهد [4]؛ لذا امکان شبیه‌سازی بسیار دقیق دشوار می‌باشد. نوسانات در کار ونگ و همکاران نیز به چشم می‌خورد. این عدم انطباق مشاهده‌شده بین نتایج تجربی و شبیه‌سازی در نزدیکی زاویهٔ واماندگی دینامیکی و حرکت روبه‌پایین بالواره، در کارهای عددی قبلی که در مورد بررسی واماندگی دینامیکی بوده‌اند گزارش شده‌است. مارتات و همکاران [9] در شبیه‌سازی دوبعدی خود در شکل‌های (٢ و ٤) به این موضوع اشاره کرده‌اند. تاج‌فر و عسگری [35] نیز در شکل‌های (٩ و١٠) به این موضوع اشاره کرده‌اند. تفاوت‌های مشابهی در محاسبات محدودی که از شبیه-سازی گردابه‌ای بزرگ برای مدل‌سازی واماندگی دینامیکی استفاده کرده‌اند، دیده می‌شود؛ به‌عنوان مثال شکل (٥) از شبیه‌سازی مارتات و همکاران [10]، شکل (١٦) از پژوهش کاسیبوتلا و تفتی [42] و شکل (٦) از پژوهش راجزخوران و

فرحت [43] استفاده کرده‌اند. مارتات و همکاران [10] این اختلافات را ناشی از اضافه کردن محدود کنندهٔ SST در مدل آشفتگی دانسته‌اند. آن‌ها بیان کردند که این محدودکننده باعث کاهش ناگهانی ویسکوزیتهٔ گردابی می‌شود. هرآن‌چه را که دربارهٔ نمودار ضریب برا به آن اشاره شد، به‌طور مشابه می‌توان برای منحنی ضریب پسا ذکر کرد. پس باتوجه به مطالب فوق شبیه‌سازی ما با نتایج عددی از نظر کیفی و کمی تطبیق قابل قبولی دارد.



(الف)



(ب)

شکل ٦ مقایسهٔ نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی و عددی سایر پژوهشگران برای (الف)ضریب برا و (ب)ضریب پسا

بحث و نتایج

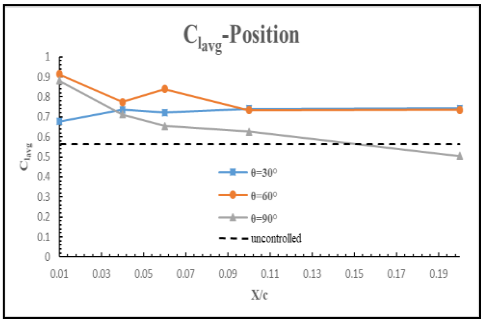
در این قسمت تأثیر جت‌های دمشی مختلف در کنترل جریان مورد بررسی قرار خواهد گرفت. پارامترهای قابل تغییر در جت‌ها عبارتند از مکان جت، زاویهٔ دمش نسبت‌به راستای وتر بالواره، ضریب ممنتوم جت و اندازهٔ دهانه جت خروجی. به‌منظور ارزیابی عملکرد جت‌های دمش مختلف از میانگین ضریب برا و پسا و هم‌چنین نسبت میانگین ضریب برا به پسا (عملکرد آیرودینامیکی میانگین) برای مقایسهٔ آن‌ها استفاده شده‌است. مقدار میانگین کمیتی مانند ψ در یک دورهٔ تناوب حرکت، از رابطهٔ (٥) به‌دست می‌آید که در آن، T دورهٔ تناوب Δt گام زمانی است.

$$\psi_{ave} = \frac{\sum_{i=1}^{T/\Delta t} \psi_i}{T/\Delta t} \quad (٥)$$

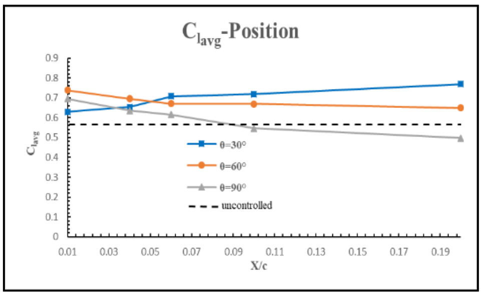
یکی از پارامترهای مورد بررســـی در این پژوهش ضـــریب ممنتوم جت می‌باشد که از رابطهٔ (٦) قابل محاسبه می‌باشد:

$$C_\mu = 2 \times \frac{A_{jet}}{A} \times \frac{{U_{jet}}^2}{{U_\infty}^2} \quad (٦)$$

تأثیر موقعیت قرارگیری جت و زاویهٔ دمش با ثابت فرض کردن اندازهٔ دهانه و ضریب ممنتوم امکان‌پذیر است. بدین منظور ضریب ممنتوم جت ٠/١٤ در نظر گرفته شد. برای اندازهٔ دهانه نیز دو مقدار ٠/٠٠٥ و ٠/٠١ طول وتر انتخاب شد. با این شرایط جت در مکان‌های ١، ٤، ٦، ١٠ و ٢٠ درصد طول وتر با زاویه‌های دمش ٣٠، ٦٠ و ٩٠ درجه قرار داده شد. نتایج حاصل از این بررسی در میانگین ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی در شکل‌های (٧–٩) قابل مشاهده هستند.



(الف)

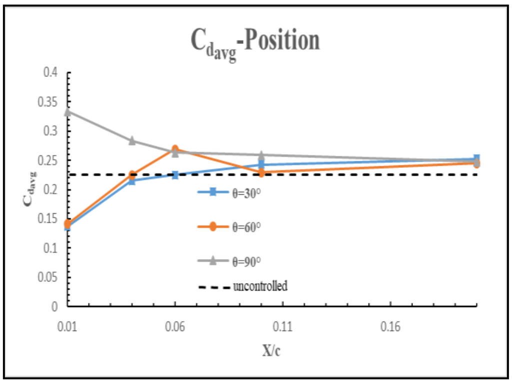


(ب)

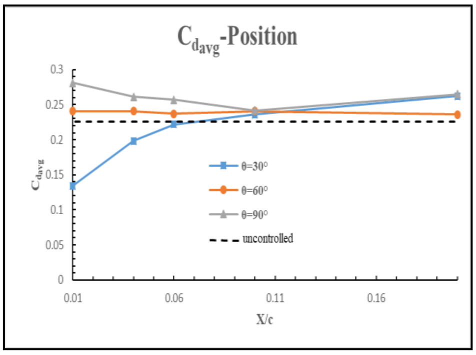
شکل ٧ تأثیر مکان و زاویهٔ جت دمشی در میانگین ضریب برا با ضریب ممنتوم ٠/١٤ و اندازهٔ دهانهٔ الف)٠/٠٠٥ و ب)٠/٠١

شکل(٧– الف) نشان می‌دهد در یک زاویهٔ دمش ثابت یک مکان بهینه وجود دارد که در این مکان، مقدار متوسط ضریب برا

بیشینه می‌شود. این مکان برای زاویهٔ ۳۰ درجه، مکان ٤ درصد طول وتر و برای ٦٠ و ۹۰ درجه، ۱ درصد طول وتر می‌باشد. زاویهٔ دمش ٦٠ درجه بالاترین میانگین ضرایب برا را ایجاد کرده-است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که تا رسیدن به یک زاویهٔ خاص با افزایش زاویهٔ دمش ضریب برا میانگین افزایش و پس از آن با افزایش زاویه، این ضریب کاهش می‌یابد. در شکل (۷– ب) شاهد کاهش ضریب برا نسبت‌به حالت قبل می‌باشیم؛ علت این است که در اثر ثابت بودن ضریب ممنتوم و افزایش اندازهٔ دهانه، سرعت جت خروجی کاهش یافته‌است. هم‌چنین این افزایش مساحت باعث شده‌است که قبل از ۰/۰٦ طول وتر، ضریب برا میانگین حاصل از دمش ٦٠ درجه بیشتر نسبت‌به ۳۰ درجه می‌باشد و پس از این مکان کم‌تر باشد در حالی‌که در شکل (٦– الف) این‌گونه نبوده‌است.



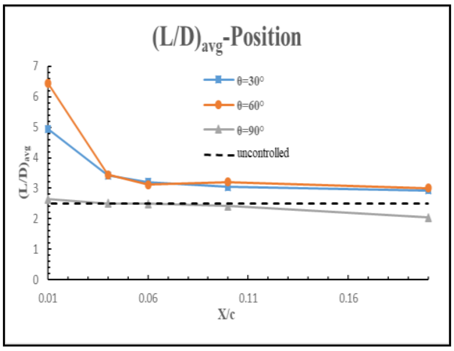
(الف)



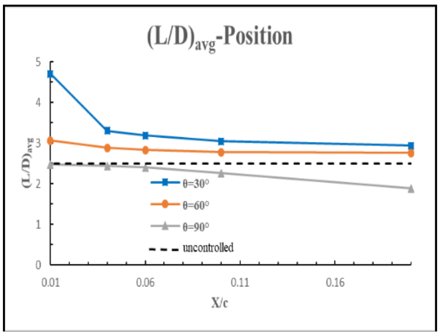
(ب)

شکل ۸ تأثیر مکان و زاویهٔ جت دمشی در میانگین ضریب پسا با ضریب ممنتوم ۰/۱٤ و اندازهٔ دهانهٔ الف)۰/۰۰۵ و ب)۰/۰۱

باتوجه به شکل (۸– الف) روند خطی برای تغییرات میانگین پسا با افزایش زاویه وجود ندارد و نمی‌توان گفت که با افزایش زاویهٔ میانگین ضریب پسا همواره کاهش می‌یابد. باتوجه به شکل می‌توان گفت میانگین ضریب پسا با افزایش زاویهٔ دمش تا زاویهٔ خاصی کاهش می‌یابد و در ادامه با افزایش بیشتر زاویه از این مقدار، این ضریب افزایش می‌یابد؛ به همین دلیل است که در زاویهٔ ۹۰ درجه نموداری تقریباً مشابه با زاویهٔ ۳۰ درجه اما قرینهٔ آن دیده می‌شود. از میان مکان‌های انتخاب‌شده بهترین مکان برای قرارگیری جت دمشی از منظر کاهش ضریب پسا مکان ۰/۰۱ طول وتر با زاویهٔ دمش ۳۰ و یا ٦٠ درجه می‌باشد. در شکل (۸– ب) مشاهده می‌شود که عملکرد جت‌ها نسبت‌به قسمت (الف) در بهبود میانگین ضریب پسا کاهش یافته‌است که به‌علت کاهش سرعت ناشی از افزایش مساحت در ضریب ممنتوم ثابت می‌باشد. در این حالت جت دمشی با زاویهٔ ۳۰ درجه و مکان ۰/۰۱ درصد طول وتر نسبت‌به سایر جت‌ها عملکرد بهتری در کاهش ضریب پسا از خود نشان داده‌است.



(الف)



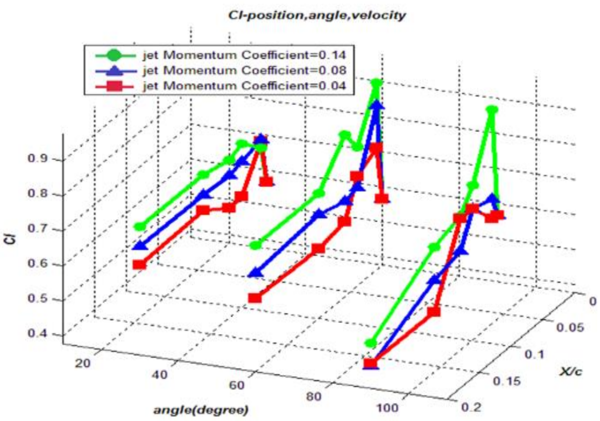
(ب)

شکل ۹ تأثیر مکان و زاویهٔ جت دمشی در عملکرد آیرودینامیکی میانگین با ضریب ممنتوم ۰/۱٤ و اندازهٔ دهانهٔ الف)۰/۰۰۵ و ب)۰۰/۰۱

باتوجه به شکل (۹– الف) عملکرد آیرودینامیکی میانگین همانند ضریب برا میانگین در زوایای مختلف عمل کرده‌است و

افزایش زاویه تا اندازهٔ خاصی باعث افزایش این کمیت می‌شود و همان‌طور که مشاهده می‌شود بهترین زاویه از بین این سه برای بهبود این پارامتر ٦٠ درجه است. نکتهٔ حایز اهمیت دیگر این است که گرچه در زوایای مختلف شاهد تغییر در مکان میانگین ضریب برا و پسای بهینه بودیم ولی در این کمیت در هر سه زاویه، مکان بهینه، همان ۰/۰۱ طول وتر است. در شکل (۹- ب) مشاهده می‌شود که عملکرد جت‌ها نسبت‌به قسمت (الف) در بهبود عملکرد آیرودینامیکی میانگین کاهش یافته‌است که به‌علت کاهش سرعت ناشی از افزایش مساحت در ضریب مومنتوم ثابت می‌باشد. هم‌چنین جت با زاویهٔ ۹۰ درجه بدترین عملکرد را دارد به‌گونه‌ای که از حالت بدون جت نیز عملکرد آیرودینامیکی میانگین کمتری دارد.

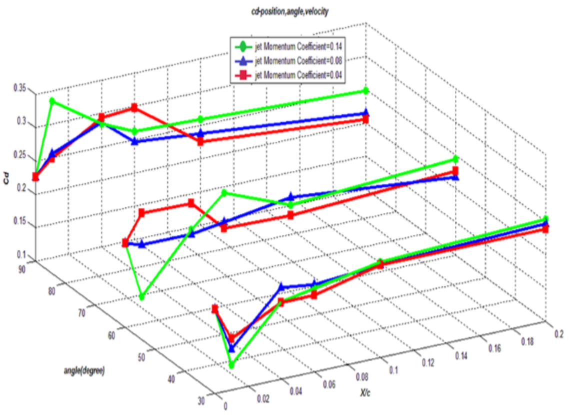
برای مشاهدهٔ تأثیر ضریب مومنتوم جت، مساحت جت را ثابت و برابر ۰/۰۰۵ طول وتر و موقعیت و زاویهٔ جت دمشی را همان مقادیر قسمت قبل در نظر گرفتیم و مقادیر ۰/۰٤، ۰/۰۸ و ۰/۱٤ برای ضریب مومنتوم جت در نظر گرفته شد. نتایج حاصل از این بررسی در ضرایب عملکرد آیرودینامیکی میانگین در شکل‌های (۱۲-۱۰) ارائه شده‌است.



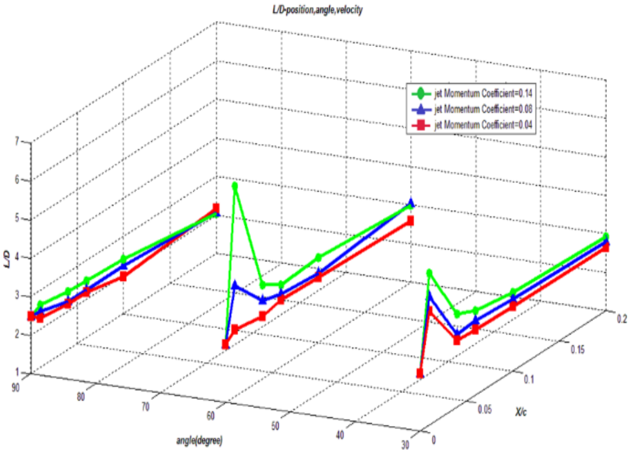
شکل ۱۰ تأثیر ضریب مومنتوم جت دمشی در ضریب برا میانگین

شکل (۱۰) تأثیر ضریب مومنتوم جت دمشی در ضریب برا میانگین را نشان می‌دهد. باتوجه به شکل (۹)، به‌طور کلی در هر زاویه و در هر مکانی، هر چه ضریب مومنتوم جت بیشتر می‌شود، ضریب برا(ی) میانگین نیز افزایش یافته‌است. بیشترین ضریب برا(ی) میانگین برای ضریب مومنتوم جت ۰/۱٤ در زاویهٔ ٦٠ درجه و مکان ۰/۰۱ طول وتر مشاهده شد. زاویهٔ ٦٠ درجه و مکان ۰/۰۱ طول وتر برای هر سه ضریب مومنتوم جت شامل بالاترین ضریب برا میانگین برای آن جت است.

شکل (۱۱) تأثیر ضریب مومنتوم جت دمشی را در ضریب پسای میانگین نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش ضریب مومنتوم، شاهد کاهش مقدار کمینهٔ ضریب پسای میانگین هستیم؛ البته در زاویهٔ ۹۰ درجه در بعضی مکان‌ها این روند برعکس شده‌است یعنی با افزایش ضریب مومنتوم جت ضریب پسای میانگین نیز افزایش یافته‌است که در جت ۹۰ درجه در ۱ درصد طول وتر شاهد این پدیده هستیم. مینیمم ضریب پسای میانگین نیز برای ضریب مومنتوم جت ۰/۱٤ در زاویه ٦٠ درجه و مکان ۰/۰۱ طول وتر رخ می‌دهد.



شکل ۱۱ تأثیر ضریب مومنتوم جت دمشی در ضریب پسای میانگین

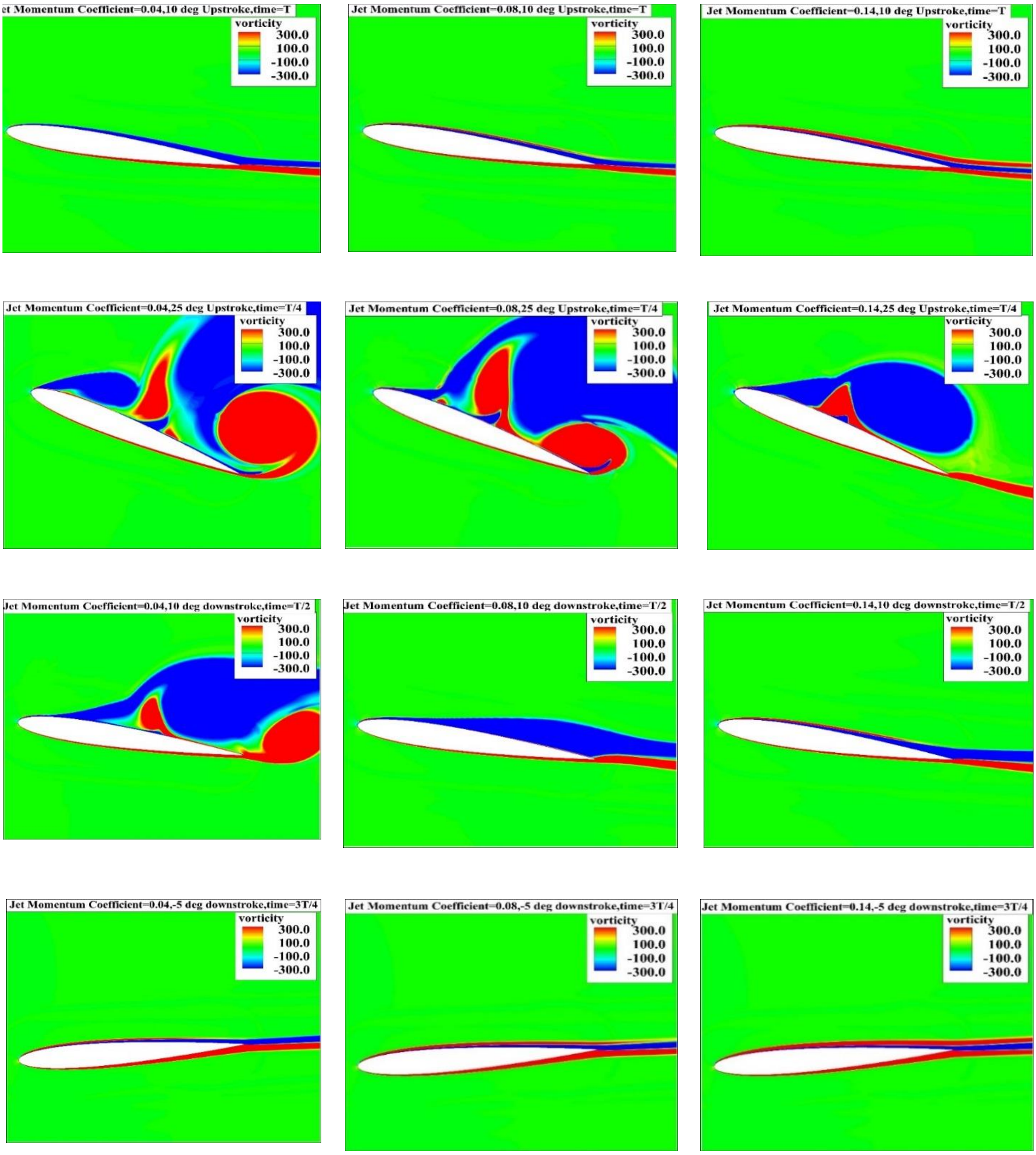


شکل ۱۲ تأثیر ضریب مومنتوم جت دمشی در عملکرد آیرودینامیکی میانگین

در شکل (۱۲) به بررسی تأثیر ضریب ممنتوم جت در عملکرد آیرودینامیکی میانگین پرداخته شده‌است. باتوجه به شکل، روند منظمی در عملکرد آیرودینامیکی میانگین مشاهده می‌شود. به‌طور کلی در همهٔ موارد با افزایش ضریب ممنتوم جت شاهد افزایش این پارامتر هستیم که این افزایش هرچه مکان به ۰/۰۱ طول وتر نزدیک‌تر باشد مشهودتر است و تأثیر ضریب ممنتوم جت در بهبود عملکرد آیرودینامیکی در زاویهٔ جت ٦۰ درجه بیشتر نسبت‌به دو زاویهٔ دیگر است. بالاترین ضریب عملکرد آیرودینامیکی میانگین مربوط به ضریب ممنتوم جت ۰/۱٤ و مکان ۱ درصد طول وتر و زاویهٔ ٦۰ درجه می‌باشد. همان‌طور که بیان شد این مکان و این مقدار ضریب ممنتوم جت شامل بیشترین ضریب برا و کمترین ضریب پسا نیز بوده‌است.

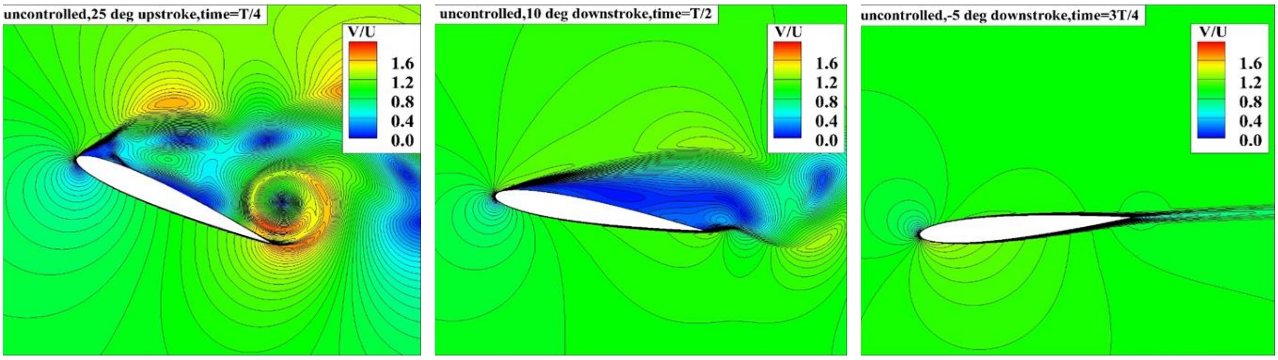
رفتار جریان را از طریق بررسی کانتور چرخش برای سه حالت جت مطلوب در ضریب ممنتوم‌های مختلف که شامل جت در مکان ۱ درصد طول وتر و زاویهٔ جت دمشی ٦۰ درجه بود، بررسی شد که در شکل (۱۳) قابل مشاهده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود. در ۱۰درجه به‌سمت بالا تفاوت زیادی در سه جت مشاهده نمی‌شود و فقط هرچه ضریب ممنتوم افزایش یابد سرعت روی سطح بالایی افزایش می‌یابد که در نتیجه باعث ضریب برا(ی) بیشتر آن می‌شود و هم‌چنین در این حالت هر چه ضریب ممنتوم جت افزایش می‌یابد سطح بالایی بالواره دارای چرخش مثبت بیشتری می‌شود که سبب می‌شود جریان دیرتر جدا شود. در ۲۵ درجه روبه‌بالا، همان‌طور که مشاهده می‌شود، هرچه ضریب ممنتوم جت افزایش یافته‌است جدایش کمتری مشاهده می‌شود به‌طوری‌که در ضریب ممنتوم ۰/۰٤ جریان کاملاً جدا شده ولی این جدایش در ۰/۱٤ به این شدت رخ نداده‌است و هم‌چنین گردابه خلاف جهت عقربهٔ ساعت لبهٔ فرار در ضریب ممنتوم جت ۰/۰٤ دیده می‌شود درحالی‌که در ضریب ممنتوم ۰/۱٤ این گردابه به چشم نمی‌خورد. در ۱۰ درجه حرکت به‌سمت پایین هر چه ضریب ممنتوم جت بیشتر می‌شود جریان چسبیده‌تر و جدایش آن کمتر است که برای ضریب ممنتوم جت ۰/۱٤ جریان به‌جز در بخش کوچکی اطراف لبهٔ فرار در بقیه چسبیده باقی مانده و جدایشی نداریم و در زاویهٔ ٥- حرکت به‌سمت پایین جریان در هر سه جت چسبیده و تفاوت خیلی زیادی باهم ندارند و فقط هر چه ضریب ممنتوم جت بیشتر می‌شود سرعت روی سطح بالایی بالواره بیشتر می‌شود و چرخش با افزایش ضریب ممنتوم جت در سطح بالایی مثبت‌تر می‌شود.

در شکل (١٤)، به بررسی رفتار جریان از طریق رسم کانتورهای بی‌بعد شدهٔه سرعت در سه زمان مشخص پرداخته شده‌است. جت دمشی مؤثر که شامل جت در مکان ۱ درصد طول وتر و دمش ٦۰ درجه با ضریب ممنتوم ۰/۱٤ است برای این بررسی انتخاب شده‌است و کانتور بی‌بعد شدهٔ سرعت برای این جت با حالت کنترل‌نشده (بدون جت) مقایسه شده‌است. در زاویهٔ ۲٥ درجه حرکت به‌سمت بالا در حالت کنترل‌نشدهٔ جریان به‌طور کامل از لبهٔ حمله جدا شده و یک گردابه در نزدیکی لبهٔ فرار شکل گرفته‌است که این گردابه در مراجع نیز مشاهده شده‌است و در خلاف جهت گردابهٔ واماندگی دینامیکی است؛ درحالی‌که در حالت کنترل‌شده جریان هنوز از لبهٔ حمله به‌طور کامل جدا نشده و گردابهٔ واماندگی دینامیکی هنوز به‌طور کامل در جریان پایین‌دست پخش نشده‌است و جت باعث تأخیر در واماندگی دینامیکی شده‌است. در زاویهٔ ۱۰ درجه روبه‌پایین در حالت کنترل نشده جریان از بالواره کاملاً جدا شده ولی در حالت کنترل‌شده جت باعث چسبیده شدن جریان به بالواره شده که باعث افزایش قابل توجه ضریب برا و کاهش ضریب پسا نسبت‌به حالت کنترل نشده می‌شود. در زاویهٔ ٥- حرکت به‌سمت پایین نیز جریان برای حالت کنترل نشده به بالواره چسبیده است و تفاوت قابل توجهی بین نمونهٔ کنترل‌شده و کنترل‌نشده وجود ندارد و فقط به‌علت افزایش سرعت در سطح بالایی بالواره مقدار اندکی ضریب برا در حالت کنترل‌شده بیشتر است.

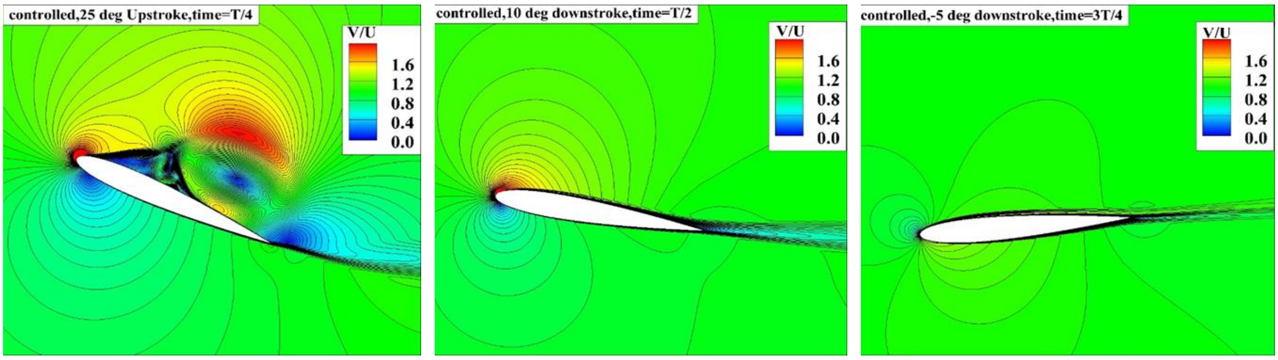


(ج) (ب) (الف)

شکل ۱۳ کانتور چرخش برای جت مطلوب در ضریب ممنتوم الف) ۰/۱٤ ، ب) ۰/۰۸ و ج) ۰/۰٤



(الف)



(ب)

شکل۱٤ کانتور بی‌بعدشدهٔ سرعت برای حالت (الف) کنترل‌نشده، (ب) کنترل‌شده با مؤثرترین جت دمشی

نتیجه‌گیری

در کار حاضر تأثیر پارامترهای عملکردی جت دمشی در کنترل جریان دینامیکی وامانده به‌صورت عددی بررسی شد. از حلگر مبتنی بر حجم محدود و شبیه‌سازی دو بعدی برای این کار استفاده شده‌است. بالوارهٔ ناکا۰۰۱۲ دارای حرکت نوسانی سینوسی بین ۵- تا ۲۵ حول یک چهارم وتر خود است و فرکانس کاهندهٔ آن ۰/۱ در نظر گرفته شد تا دچار واماندگی عمیق شود. تأثیر پارامترهای جت بر مقادیر میانگین ضریب برا و پسا و عملکرد آیرودینامیکی در یک دوره تناوب حرکت بررسی شد. سعی شد تمامی پارامترهای عملکردی جت دمشی عبوری از لایهٔ مرزی بررسی شود لذا چهار پارامتر مکان، زاویهٔ پاشش، سرعت جت و اندازهٔ دهانه جت برای این مطالعه در نظر گرفته شد. پنج مکان ۱، ٤، ٦، ۱۰ و ۲۰ درصد طول وتر برای قرارگیری جت دمشی انتخاب شدند. نتایج حاکی از آن بود که جت دمشی ۱ درصد طول وتر نسبت‌به بقیهٔ مکان‌ها تأثیر بهتری دارد. سه زاویهٔ پاشش ۳۰، ٦۰ و ۹۰ درجه برای بررسی تأثیر زاویهٔ جت در نظر گرفته شد. بررسی‌ها حاکی از آن بود که زاویهٔ ٦۰ درجه نسبت‌به دو زاویهٔ دیگر در کنترل جریان بهتر عمل می‌نماید که در حقیقت نشان می‌دهد که در جت دمشی یک روند صعودی یا نزولی برای تأثیر زاویه وجود ندارد و در واقع پارامتر زاویه نیز مانند مکان دارای یک نقطهٔ بهینه می‌باشد. تأثیر سرعت جت دمشی در قالب ضریب ممنتوم جت دیده شده‌است و سه ضریب ممنتوم ۰/۰٤، ۰/۰۸ و ۰/۱٤ برای مطالعهٔ تأثیر این پارامتر انتخاب گردید. نتایج حاکی از آن بود که هر چه ضریب ممنتوم بیشتر شود جت عملکرد بهتری از خود برای کنترل جریان نشان می‌دهد. با افزایش مساحت در ضریب ممنتوم جت ثابت، ضریب برا و پسای میانگین هر دو کاهش می‌یابند و هم‌چنین پارامتر آیرودینامیکی میانگین نیز کاهش خواهد یافت. افزایش مساحت در ضریب ممنتوم جت ثابت باعث می‌شود که زاویهٔ دمش بهینه نیز کاهش یابد.

واژه‌نامه

عملکرد آیردینامیکی	Aerodynamic performance
جت دمشی	Blowing jet
وتر	Chord
واماندگی دینامیکی	Dynamic stall
کنترل جریان	Flow control
گردابه‌ای بزرگ	LES (Large Eddy)
گردابه لبه حلمه	LEV(Leading Edge Vortex)
بالواره نوسانی	Oscillating airfoil
میانگین‌گیری رینولدز	RANS (Reynolds Average Navier Stocks)
جت مصنوعی	Synthetic jet
لبه فرار	Trailing edge
گردابه	Vortex

فهرست علائم

علائم انگلیسی

x	بردار مکان، m
u	بردار سرعت، $\frac{m^2}{s}$
P	فشار، Pa
$\overline{u}$	سرعت متوسط، $\frac{m^2}{s}$
u'	سرعت نوسانی، $\frac{m^2}{s}$
f	فرکانس، Hz
c	طول وتر، m
A	مساحت دهانه، m^2
Δt	گام زمانی، s
T	دوره تناوب، s
c_μ	ضریب ممنتوم جت
c_l	ضریب برا
c_d	ضریب پسا
L/D	ضریب عملکرد آیرودینامیکی
n	عمود بر سطح

علائم یونانی

ρ	چگالی، $\frac{kg}{m^3}$
ν	لزجت سینماتیکی، $\frac{m^2}{s}$
τ	تنش، Pa
α	زاویهٔ حمله، درجه
θ	زاویهٔ مکش نسبت‌به راستای وتر بالواره، درجه

زیرنویس

x	مؤلفه در راستای طولی
y	مؤولفه در راستای عرضی
i	اندیس تانسوری
j	اندیس تانسوری
k	اندیس تانسوری
∞	شرایط جریان آزاد
avg	میانگین‌گیری

مراجع

1. Ham, N. D. and Garelick, M. S., "Dynamic Stall Considerations in Helicopter Rotors", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 13, No. 2, Pp. 49–55, (1968).
2. McCroskey, W. J., Carr, L. W. and McAlister, K. W., "Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils", *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 1, Pp. 57–63, (1976).
3. Lorber, P. F. and Carta, F. O., "Airfoil Dynamic Stall at Constant Pitch Rate and High Reynolds Number", *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, Pp. 548–556, (1988).

4. Lee, T. and Gerontakos, P., "Investigation of Flow over an Oscillating Airfoil", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, Pp. 313–341, (2004).
5. Visbal, M. R. and Shang, J. S., "Investigation of the Flow Structure Around a Rapidly Pitching Airfoil", *AIAA journal*, Vol. 27, No. 8, Pp. 1044–1051, (1989).
6. Tuncer, I. H., Wu, J. C. and Wang, C. M., "Theoretical and Numerical Studies of Oscillating Airfoils", *AIAA journal*, Vol. 28, No. 9, Pp. 1615–1624, (1990)
7. Ekaterinaris, J. A. and Platzer, M. F., "Computational Prediction of Airfoil Dynamic Stall", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 33, No. 11–12, Pp. 759–846, (1998).
8. Sheng, W. R., Galbraith, F. Coton, "A Modified Dynamic Stall Model for Low Mach Numbers", *Journal of Solar Energy Engineering*, Vol. 130, No. 3, (2008).
9. Martinat, G., Braza, M., Hoarau, Y. and Harran, G., "Turbulence Modelling of the Flow Past a Pitching NACA0012 Airfoil at 105 and 106 Reynolds Numbers", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 8, Pp. 1294–1303, (2008).
10. Martinat, G., Hoarau, Y., Braza, M., Vos, J. and Harran, G., "Numerical Simulation of the Dynamic Stall of a NACA 0012 Airfoil Using DES and Advanced OES/URANS Modelling", *Conference Advances in Hybrid RANS-LES Modelling*, Springer, Pp. 271–278, (2008).
11. Wang, S. Ingham, D. B., Ma, L., Pourkashanian, M. and Tao, Z., "Numerical Investigations on Dynamic Stall of Low Reynolds Number Flow around Oscillating Airfoils", *Computers and Fluids*, Vol. 39, No. 9, Pp. 1529–1541, (2010).
12. S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, and Z. Tao, "Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number," *Journal of Fluids and Structure*s, Vol. 33, Pp. 191–209, (2012).
13. Gharali, K. and Johnson, D. A., "Dynamic Stall Simulation of a Pitching Airfoil under Unsteady Freestream Velocity", *Journal of Fluids and Structure*s, Vol. 42, Pp. 228–244, (2013).
14. Chapin, V. and Bénard, E., "Active Control of a Stalled Airfoil through Steady or Unsteady Actuation Jets", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 137, No. 9, (2015).
15. You, D. and Bromby, W., "Large-eddy Simulation of Unsteady Separation over a Pitching Airfoil at High Reynolds Number", in: *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)*, Big Island, HI, July, Pp. 9-13, (2012).
16. Rosti, M.E., Omidyeganeh, M., Pinelli, A., "Direct Numerical Simulation of the Flow around an Aerofoil in Ramp-up Motion", *Physics of Fluids*, Vol. 28, No. 2, (2016).
17. Balduzzi, F., Drofelnik, J., Bianchini, A., Ferrara, G., Ferrari, L., Campobasso, M.S., "Darrieus Wind Turbine Blade Unsteady Aerodynamics: A Three-Dimensional Navier-Stokes CFD Assessment", *Energy*, Vol. 128, Pp. 550-563, (2017).
18. Spalart, P., Venkatakrishnan, V., "On the Role and Challenges of CFD in the Aerospace Industry", *The Aeronautical Journal*, Vol. 120, (2016).
19. Asgari, E. and Tadjfar, M., "Assessment of Four Inflow Conditions on Large-Eddy Simulation of a Gently Curved Backward-Facing Step", *Journal of Turbulence*, Vol. 18, No. 1, Pp. 61–86, (2017).

20. Krajnović, S., "Large Eddy Simulation Exploration of Passive Flow Control around an Ahmed Body", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 136, No. 12, (2014).
21. Khalighi, B., Chen, K.-H., and Iaccarino, G., "Unsteady Aerodynamic Flow Investigation around a Simplified Square-Back Road Vehicle with Drag Reduction Devices", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 134, No. 6, (2012).
22. Sasson, B. and Greenblatt, D., "Effect of Leading-Edge Slot Blowing on a Vertical Axis Wind Turbine", *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 9, Pp. 1932–1942, (2011)..
23. Müller-Vahl, H. F., Strangfeld, C., Nayeri, C. N., Paschereit, C. O. and Greenblatt, D., "Control of Thick Airfoil, Deep Dynamic Stall Using Steady Blowing", *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 2, Pp. 277–295, (2015).
24. Müller-Vahl, H. F., Nayeri, C. N., Paschereit, C. O. and Greenblatt, D., "Dynamic Stall Control Via Adaptive Blowing", *Renewable Energy*, Vol. 97, Pp. 47–64, (2016).
25. Seifert, A., Greenblatt, D. and Wygnanski, I. J., "Active Separation Control: An Overview of Reynolds and Mach Numbers Effects", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, No. 7, Pp. 569-582, (2004).
26. Godard, G. and Stanislas, M., "Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 1: Optimization of Passive Vortex Generators", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 3, Pp. 181-191, (2006).
27. Godard, G., Foucaut, J.-M. and Stanislas, M., "Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 2: Optimization of Slotted Jets Vortex Generators", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 5, Pp. 394-400, (2006).
28. Godard, G. and Stanislas, M., "Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 3: Optimization of Round Jets Vortex Generators", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 6, Pp. 455-464, (2006).
29. Burgmann, S., Dannemann, J. and Schröder, W., "Time-Resolved and Volumetric PIV Measurements of a Transitional Separation Bubble on an SD7003 Airfoil", *Experiments in Fluids*, Vol. 44, No. 4, Pp. 609-622, (2008).
30. Chen, C., Seele, R. and Wygnanski, I., "Separation and Circulation Control on an Elliptical Airfoil by Steady Blowing", *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 10, Pp. 2235–2247, (2012).
31. Chen, C., Seele, R., and Wygnanski, I., "Flow Control on a Thick Airfoil Using Suction Compared to Blowing", *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 6, Pp. 1462–1472, (2013).
32. Wang, Z. and Gursul, I., "Lift Enhancement of a Flat-Plate Airfoil by Steady Suction", *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 4, Pp. 1355–1372, (2017).
33. Catalano, P. and Tognaccini, R., "RANS Analysis of the Low-Reynolds Number Flow around the SD7003 Airfoil", *Aerospace Science and Technology*., Vol. 15, No. 8, Pp. 615–626, (2011).
34. Zeynali Khameneh, N. and Tadjfar, M., "Improvement of Wind Turbine Efficiency by Using Synthetic Jets", in: *Fluids Engineering Division Summer Meeting*, American Society of Mechanical Engineers, (2016).
35. Tadjfar, M. and Asgari, E., "Active Flow Control of Dynamic Stall by Means of Continuous Jet Flow at Reynolds Number of 1$\times$ 106", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 1, (2018).
36. Monir, H. E., Tadjfar, M. and Bakhtian, A., "Tangential Synthetic Jets for Separation Control", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 45, Pp. 50-65, (2014).
37. Puri, K., Laufer, M., Müller-Vahl, H., Greenblatt, D. and Frankel S. H., "Computations of Active Flow Control Via Steady Blowing over a NACA-0018 Airfoil: Implicit LES and RANS Validated against Experimental Data", in: 2018

AIAA Aerospace Sciences Meeting, Pp. 0792, (2018).

38. Tadjfar, M. and Asgari, E., "The Role of Frequency and Phase Difference between the Flow and the Actuation Signal of a Tangential Synthetic Jet on Dynamic Stall Flow Control", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 11, (2018).
39. Prakash, B., Elstein, F. M. and Granyó J. M. B., "Parametric Analysis of Active Flow Control Using Steady Suction and Steady Blowing", in: *Proceedings of the 17th International Conference on Computational and Mathematical Methods in Science and Engineering*, Spain, July 4-8, Pp. 1712-1721, (2017).
40. Toudarbari, S. and Maghrebi, M., "Numerical Investigation of Darrieus Wind Turbine Near a One-Way Highway", *Journal Of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, Vol. 32, No. 1, Pp. 1-16, (2021).
41. Kasmaiee, S., Tadjfar, M. and Kasmaiee, S., "Investigation of Suction Jet Parameters in Flow Control of Dynamics Stall", *Journal Of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, Vol. 32, No. 2, Pp. 181-200, (2021).
42. Kasibhotla, V. R. and Tafti, D., "Large Eddy Simulation of the Flow Past Pitching NACA0012 Airfoil at 1e5 Reynolds Number", in: *Fluids Engineering Division Summer Meeting, American Society of Mechanical Engineers*, (2014).
43. Rajasekharan, A. and Farhat, C., "Applications of a Variational Multiscale Method for Large Eddy Simulation of Turbulent Flows on Moving/Deforming Unstructured Grids", *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 45, No. 4, Pp. 272-279, (2009).

44.